بررسی عملکرد آیرودینامیکی یک مدل تجربی بال شکل‌پذیر با طول دهنهٔ متغیر *

عباس طربی(۱) سجاد قاسملو(۲) محمود مانی(۳)

چکیده در تحقیق حاضر، طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر روی بال یک پهپاد به‌منظور دست‌یابی به عملکرد بهینه در رژیم‌های مختلف پروازی در تونل باد مورد بررسی قرارگرفته است. برای اجرای این طرح، یک بال شکل‌پذیر به‌همراه مکانیزم‌های مربوط به آن طراحی، ساخته و تست شده است. آزمایش‌ها در یک تونل باد سرعت‌پایین در سرعت‌های ۳۵، ٦۰ و ۸۰ متر بر ثانیه در محدودهٔ عدد رینولدز بین 250×10^3 تا 620×10^3 انجام‌گرفته است. برای اجرای طرح شکل‌پذیر، تغییر طول بال نسبت به بال پایه، ۳۸ درصد و میزان تغییر ضریب منظری نیز ۷٤ درصد می‌باشد. نتایج تجربی نشان‌دهندهٔ بهبود ویژگی‌های آیرودینامیکی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه می‌باشد، این مسئله به فرم کاهش پسای القایی و نیروی رانش موردنیاز و افزایش ضریب برآ، راندمان آیرودینامیکی و افزایش مداومت و برد پرواز ظاهرشده است. طبق نتایج، مداومت و برد پروازی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه به‌ترتیب ۱۷ و ۵ درصد افزایش داشته است. مطالعات تجربی انجام‌شده نشان می‌دهد که بیشترین راندمان آیرودینامیکی مدل بال در زاویهٔ حمله ٤ درجه و حداکثر مقدار آن ۱٤/۸ برای بال پایه، ۱٦/۳ برای بال شکل‌پذیر با افزایش طول ۵۰ درصد(۵ سانتی‌متر) و ۱۷/٤ درصد برای بال شکل‌پذیر با افزایش طول ۱۰۰ درصد (۱۰ سانتی‌متر) می‌باشد. در این تحقیق هم‌چنین نشان داده شده است که چگونه می‌توان از طرح بال شکل‌پذیر به‌عنوان یک روش جایگزین برای کنترل حرکات غلت به‌جای روش کنترل غلت سنتی (سطوح کنترل شهپر) استفاده نمود. به‌نحوی که در مقایسه با کنترل غلت معمولی استفاده از روش طول متغیر قدرت کنترل غلت را افزایش خواهد داد.

واژه‌های کلیدی بال شکل‌پذیر، بال با طول متغیر، تونل باد، برد و مداومت پرواز، ضرایب آیرودینامیکی.

Aerodynamic Performance Investigation of an Experimental Variable-Span Morphing Wing Model

A. Tarabi S. Ghasemloo M. Mani

Abstract *In this paper, the implementation of the variable-span Morphing wing(VSMW) on the wings of a UAV to achiev the optimal performance for various flight regimes is studied in wind tunnels. For the implementation of this plan, a morphing wing with its related mechanism is designed, built and tested. Tests were carried out at a low- speed wind tunnel with speeds of 35, 60 and 80 m/s in the range of Reynolds Number between* 250×10^3 *to* 620×10^3*. For the implementation of the morphing wing plan, the maximum deviation of wing span relative to Basewing (BW) is 38 percent and change of aspect ratio is 74% percent. Experimental results showed the improved aerodynamic properties of VSMW compared to BW. These improvements are in the form of reduction of induced drag, thrust required and increasing of lift coefficient, aerodynamic efficiency, endurance and rang. According to the results, endurance and range for VSMW comparison to BW, respectively 17 and 5 percent increased. The experimental studies show that the maximum aerodynamic efficiency of the wing model occurs at 4 degree angle of attack with the maximum value being 14.8 for the base wing, 16.3 for the morphing wing with 50 percent (5 cm) extension in wing span, and 17.4 % for the morphing wing with 100 percent (10 cm) span extension. This research also shows how VSMW can be used as an alternative method of roll control instead of the regular method (i.e. using aileron control surfaces) as it provides more roll control power than the regular method.*

Key Words Morphing Wing, Variable Span,Wind tunnel, Range and Endurance, Aerodynamic Coefficient.

---

*تاریخ دریافت مقاله ۹۳/۵/۲۸ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۱۰/۲۲ می‌باشد.

(۱) نویسندهٔ مسئول: دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر. abbastarabi@mut.ac.ir

(۲) استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر.

(۳) استاد، دانشکدهٔ هوافضا، دانشگاه صنعتی امیر کبیر.

مقدمه

متخصصان علم آیرودینامیک همواره بر روی بهبود عملکرد هواپیما از طریق تغییر مناسب پارامترهای طراحی و هندسی بال تمرکز نمودهاند. طراحان و محققان، آزمایش‌های متعددی را با تغییر نسبت منظری (Aspect Ratio) انجام دادند و درنهایت به این نتیجه رسیدند که تغییرشکل بال در طول پرواز واقعی در بهبود عملکرد هواپیما فوق‌العاده تأثیرگذار است. این تکنیک مشابه تغییرشکل بال در پرواز پرندگان طبیعی می‌باشد. پدیدهٔ فوق منشأ اصلی پیدایش «بال شکل‌پذیر (Shapes Morphing)» بوده است. به‌طورکلی شکل‌پذیری شامل تغییرشکل بال در طول پرواز برای انطباق با نوع خاصی از مأموریت پرنده می‌باشد. به‌نحوی‌که یک هواپیما با یک بال شکل‌پذیر، قادر به انجام مأموریت‌ها و مانورهای متعدد با قابلیت جنگندگی بالا، بهبود راندمان سوخت و کاهش نیروی پسا خواهد بود [1].

توانایی بال به تغییر هندسه خود در حین پرواز، محققان و طراحان را در طول سالیان در راستای کاهش الزامات بال هواپیما علاقه‌مند نمود. اگرچه هنوز در بین محققان در مورد نوع و یا میزان تغییرات هندسی لازم برای واجد شرایط شدن هواپیما به‌عنوان «طرح شکل‌پذیر» توافقی ایجاد نشده است. پارامترهای هندسی بال که می‌توانند توسط طرح شکل‌پذیر تحت تأثیر قرار گیرند به موارد زیر دسته‌بندی می‌شوند [1].

۱. تغییر پلان‌فرم (Planform)، (دهنهٔ بال، زاویهٔ پس‌گرایی و وتر بال Span, Sweep, and Chord).
۲. تغییرشکل در خارج از پلان هواپیما (پیچش Twist)، زاویهٔ هفتی بال (Dihedral) و خمش در امتداد دهنهٔ بال (Span-wise Bending).
۳. تنظیمات ایرفویل (انحنا و ضخامت).

با ایجاد تغییر در پلان فرم بال، یک پرنده می‌تواند تغییرات لازم به تناسب مأموریت‌های مختلفی هم‌چون پرواز کروز و گشت‌زنی از خود نشان دهد و قابلیت مانوری بالاتری نسبت به پرنده‌های دارای بال‌های ثابت داشته باشد. بنابراین، شکل‌پذیری بال به‌عنوان یک فناوری امیدوارکننده می‌تواند در پرنده‌های سرنشین دار و بدون سرنشین برای کاربردهای نظامی و غیرنظامی مورداستفاده قرار گیرد [2].

اکثر مفاهیم شکل‌پذیری دهنهٔ بال براساس ایده‌های ایوان ماخونینه و به‌صورت مکانیزم تلسکوپی صورت می‌گیرد. با ایجاد مکانیزم تلسکوپی، طول دهنه و مساحت بال تغییر خواهد یافت. هواپیمای ماک-۱۰ اولین طراحی با بال تلسکوپی بود که برای اولین بار در سال ۱۹۳۱ پرواز کرد. مکانیزم قدرت در این پرنده به‌صورت پنوماتیک بود و طول بال تا ٦٢ درصد و مساحت تا ۵۷ درصد افزایش می‌یافت [3,4].

شکل‌پذیری پهپاد جنگنده (Unmanned Combat Aerial Vehicle=UCAV) توسط شرکت ایرو-ویژن در برنامهٔ شکل‌پذیری سازهٔ هواپیما که بودجه‌اش توسط دارپا (مؤسسهٔ تحقیقاتی پروژه‌های پیشرفتهٔ دفاعی DARPA= Defence Advanced Research Projects Agency) تأمین می‌شد، توسعه یافت. در این پروژه، طول بال‌های هواپیما متناسب با شرایط مختلف پروازی از کروز تا گشت‌زنی سپس به حمله با سرعت بالا تغییر می‌یافت [5].

آریسون و همکارانش [6] یک هواپیمای رادیو کنترلی به نام بتامکس را که مجهز به بال تلسکوپی بود توسعه دادند. این پرنده می‌توانست طول بال‌های خود را تا ۱۰ اینچ افزایش دهد. پرندهٔ فوق با موفقیت پرواز کرد و افزایش ۱۹٪ در برد پرواز ایجاد نمود. نیل و همکارانش [7]، یک هواپیما را با قابلیت تغییر زیاد در پلان فرم بال را طراحی نمودند. در این پرنده با استفاده از عملگر تلسکوپی پنوماتیک دهنهٔ بال و زاویهٔ پس‌گرایی آن تغییر می‌یافت. میزان تغییر نسبت منظری تا ۱۳۱٪ و مساحت بال ۳۱٪ بود. نتایج تونل باد نشان داد که تنها سه پیکربندی مختلف از پرنده قابلیت

دستیابی به حداقل پسا در یک طیف وسیع از ضرایب نیروی برآ را دارا بود.

بی و همکارانش [8]، هر دو حالت مربوط به آیرودینامیک استاتیکی و آیروالاستیک را در موشک کروز برد بلند موردمطالعه قراردادند. آنها برخی از مزایا و چالش‌های مرتبط با طراحی بال شکل‌پذیر دارای قابلیت تغییر طول بال را تعیین نمودند. طبق نتایج، نیروی پسای بال شکل‌پذیر حدود ۲۵٪ کاهش و برد پرواز حدود ۳۰ درصد افزایش داشته است. هان و همکارانش [9] یک مدل با بال‌های تلسکوپی را در تونل باد آزمایش نمودند. این آزمایش‌ها در راستای مطالعهٔ تأثیر نسبت منظری متغیر بر اثرات بال در پرواز نزدیک به زمین انجام گرفت. میزان تغییر نسبت منظری بال از ۳/۲ به ۳/۵ بود که می‌توانست افزایش ۵٤/۷٪ را در نسبت نیروی برآ به پسا نسبت به بال پایه ایجاد نماید. گامبوآ و همکارانش [10] به‌منظور بهبود عملکرد یک پهپاد (UAV=Unmanned Aerial Vehicle) از ایدهٔ شکل‌پذیری بال استفاده نمودند. نتیجهٔ تحقیقشان که به‌صورت تست تونل باد انجام گرفت، کاهش ١٤٪ تا ۳۰٪ نیروی پسا در مراحل مختلف پروازی را به‌همراه داشت.

واله و همکارانش [11] عملکرد یک بال شکل‌پذیر با طول و انحنای متغیر را از لحاظ آیرو-سازه‌ای مورد بررسی قرار دادند و آن را بهینه‌سازی نمودند. بال شکل‌پذیر دارای عملکرد بهتری نسبت به بال ثابت بود و مزایایی هم‌چون کاهش ۱۰٪ در نرخ صعود و ٤٪ کاهش نیروی پسا در سرعت کروز ۳۰ متر بر ثانیه را در برداشت. آجاج و همکارانش [12] ایدهٔ استفاده از قاب زیگزاگی برای شکل‌پذیری طول دهنهٔ بال را مورد بررسی قرار دادند. در این شکل‌پذیری طول بال قابلیت تغییر تا ٤٤٪ (۲۲٪ افزایش طول و ۲۲٪ کاهش طول) را داشت. نتایج تحقیق آنها نشان داد که استفاده از قاب زیگزاگی بال را سنگین‌تر می‌کند اما یک افزایش حداقل ۵/۵ درصدی را در مداومت پروازی پهپاد ایجاد خواهد نمود.

بیورستوک و همکارانش [13] عملکرد مأموریتی یک ریزپهپاد شکل‌پذیر را بهینه‌سازی نمودند. آنها طرح ایجاد شکل‌پذیری روی یک پهپاد با وزن حدود ۲۵ کیلوگرم را در فازهای پرواز سریع در کروز و گشت‌زنی بررسی کردند. زی- وو و همکارش [14] مسائل مربوط به آیرودینامیک و مکانیزم‌های مدل شکل‌پذیری در پرندهٔ بال‌زن (Flapping Wing) را برای بال زدن در پرواز رو به جلو مورد مطالعه قرار دادند.

در زمینهٔ ایجاد طرح شکل‌پذیر با تغییر طول بال پژوهش‌های دیگری نیز انجام‌گرفته است که از آن جمله می‌توان به تحقیقات گوپاراسنام و همکارانش [15]، لی مین و همکارانش [16]، استانفورد و همکارانش [17]، باگاسی و همکارانش [18]، سرسیو و همکارش [19] و پروبست و همکارانش [20] اشاره نمود.

در پژوهش حاضر با استفاده از تکنیک تجربی (تونل باد)، مدلی مقیاسی از بال پهپاد ساخته شده و روی آن طرح شکل‌پذیر طراحی و پیاده شده است. طرح شکل‌پذیر به‌نحوی اجرا شده است تا تغییرات کمی در وزن کلی پرنده ایجاد کند و پیکربندی کلی پرنده (به‌صورت ویژه در نشست و برخاست) حفظ گردد. در مدل مقیاسی از طرحی استفاده شده است تا در پهپاد واقعی نیز کاربرد داشته باشد. اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر (Variable-Span Morphing Wing =VSMW) در تحقیق حاضر، جزء اولین نمونه از کارهای پژوهشی است که در کل کشور انجام می‌شود. طرحی که قرار است در پروژه‌های هوایی به‌صورت گسترده و کاربردی اجرا گردد.

در اکثر تحقیقات قبلی طرح شکل‌پذیر با طول بال متغیر روی بال‌های با شکل مستطیلی پیاده شده است، اما در تحقیق حاضر تغییر دهانهٔ بال به‌صورت تلسکوپی و دارای شکل ذوزنقه‌ای است که مشکلات

خاص خود را در طراحی و چیدمانی تجهیزات عملگر به دنبال دارد. آنچه در این تحقیق دارای اهمیت است، بررسی و تعیین شرایط موجود پارامترهای آیرودینامیکی پرتده براساس طرح بال پایه (Basewing=BW) و تعیین میزان تغییر در پارامترها در اثر اعمال طرح شکل‌پذیر با طول دهنهٔ متغیر بال می‌باشد. هدف اصلی از اجرای طرح شکل‌پذیر بال، افزایش برد (Range)، مداومت پروازی (Endurance) و کاهش نیروی راتش مورد نیاز (Thrust Required) پهپاد مورد نظر براساس مأموریت عملیاتی آن می‌باشد.

تجهیزات آزمایش

کلیهٔ آزمایش‌ها در تونل باد مداربسته مادون صوت انجام گرفته است (شکل ۱). ابعاد محفظهٔ آزمایش این تونل باد ۲۰۰×۸۰×۸۰ سانتی‌متر و حداکثر سرعت جریان ۱۰۰ متر بر ثانیه و شدت آمحورگی ۰/۲ درصد می‌باشد. این تونل باد مجهز به یک بالانس ٦ مؤلفه‌ای برای اندازه‌گیری کلیهٔ نیروها و گشتاورهای وارد به مدل می‌باشد. در دو طرف دیوارهٔ محفظهٔ آزمایش به‌منظور رؤیت، دریچه‌هایی از جنس پلاستیک آکرولیک شفاف تعبیه شده است. در شکل (۲) نمایی از نحوهٔ قرارگیری مدل در مقطع آزمون نشان داده شده است.

نسبت انسداد مقطع کاری در این تحقیق حداکثر دو درصد بوده است و با توجه به مراجع [21-23] نیازی به تصحیح تونل نیست. بال به‌صورت عمود بر کف تونل به‌گونه‌ای نصب می‌شود که وتر ایرفویل بال در امتداد جریان آزاد باشد. مبدأ مختصات و نقطهٔ چرخش مدل روی خط مرکزی مقطع آزمون و در نقطهٔ یک‌چهارم از مدل قرار دارد.



شکل ۱ تونل باد مداربسته مادون صوت



شکل ۲ نحوهٔ قرارگیری مدل و جهت جریان در تونل باد

در انجام آزمایش‌های تونل باد باید سعی شود تا میزان خطا در حد امکان کاهش یابد. اگر بعضی از خطاها را نتوان برطرف نمود باید براساس فرمول‌های محاسباتی داده‌های آزمایش را تصحیح نمود. خطاهای موجود در ساخت مدل و تست تونل باد حاضر شامل موارد زیر می‌باشد:

۱. خطای تعیین سرعت در تونل باد. میزان سرعت در مقطع آزمون تونل باد دارای دقت در حد دودهم می‌باشد. مثلاً برای سرعت ٦٠ متر بر ثانیه مقدار سرعت می‌تواند در محدودهٔ (٥٩/٩–٦٠/١) قرار گیرد. برای بعضی از تست‌ها که زمان بیشتری را به خود اختصاص می‌دهند شرایط جریان (چون دما، سرعت، فشار، ...) می‌تواند تغییر یابد.
۲. خطای تنظیم موقعیت مدل در زاویهٔ حملهٔ مورد نظر. اگرچه با استفاده از زاویه‌سنج دیجیتالی و شابلون مدل، سعی می‌شود که مدل دقیقاً در زاویهٔ حملهٔ موردنظر قرار گیرد. اما در طول آزمایش به‌دلیل خطای دید و میزان دقت درجه‌بندی صفحهٔ تنظیم، همواره مقداری خطا در تنظیم زاویه‌ها ایجاد می‌شود.
۳. خطای موجود در ساخت مدل. به‌دلیل خطای دستگاه‌های ساخت مدل، همواره در این مرحله مقداری خطا ایجاد می‌شود که بر نتایج تست تأثیرگذار است.
٤. خطای دستگاه‌های اندازه‌گیری. اگرچه دستگاه‌ها به‌دقت کالیبره می‌شوند ولی وجود مقداری خطا در ثبت اطلاعات اجتناب‌ناپذیر است.

مشخصات مدل

به‌منظور بررسی تجربی مشخصه‌های جریان در اطراف بال پهپاد موردنظر، یک مدل آلومینیومی کاملاً صیقلی‌شده از بال اصلی طراحی و ساخته شد. این مدل دارای زاویهٔ پس‌گرایی ٣٢ درجه در لبهٔ حمله است و بدون زاویهٔ پیچش می‌باشد. مقطع مدل بال از ایرفویل نامتقارن از نوع NACA 64A212 می‌باشد. مدل ساخته‌شده از دو بخش بال ثابت و یک بال متحرک تشکیل شده است. مشخصات ابعادی مدل مطابق جدول (١) می‌باشد.

مکانیزم طراحی‌شده برای اجرای طرح شکل‌پذیر طول بال به این صورت است که یک موتور الکتریکی در نزدیکی ریشهٔ بال ثابت (در محل حداکثر ضخامت ممکن) و انتهای بال متحرک نصب‌شده و با یک محور به بال متحرک متصل است. موتور الکتریکی از نوع (FF-030PA) با وزن ١٦ گرم می‌باشد. این موتور با ولتاژ حداکثر ٢٤ ولت کار می‌کند. برای تنظیم میزان جابه‌جایی مدل بال متحرک، می‌توان منبع تغذیه را در ولتاژهای مختلف از ٤ الی ٢٤ ولت تنظیم نمود تا میزان دور محور اتصالی به موتور تغییر کند و متناسب با آن میزان جابه‌جایی مدل نیز تغییر یابد. موتور قابلیت چرخش ساعت‌گرد (باز شدن بال متحرک) و چرخش پادساعت‌گرد (جمع شدن بال متحرک) را دارا است. نماهایی از مدل بال ثابت و متحرک به‌همراه موتور الکتریکی در شکل (٣) نشان داده‌شده است. با توجه به تغییر طول بال، برای نمونه، نحوهٔ محاسبهٔ نسبت منظری بال شکل‌پذیر با ١٠٠ درصد طول قسمت متغیر در شکل (٤) آورده شده‌است.

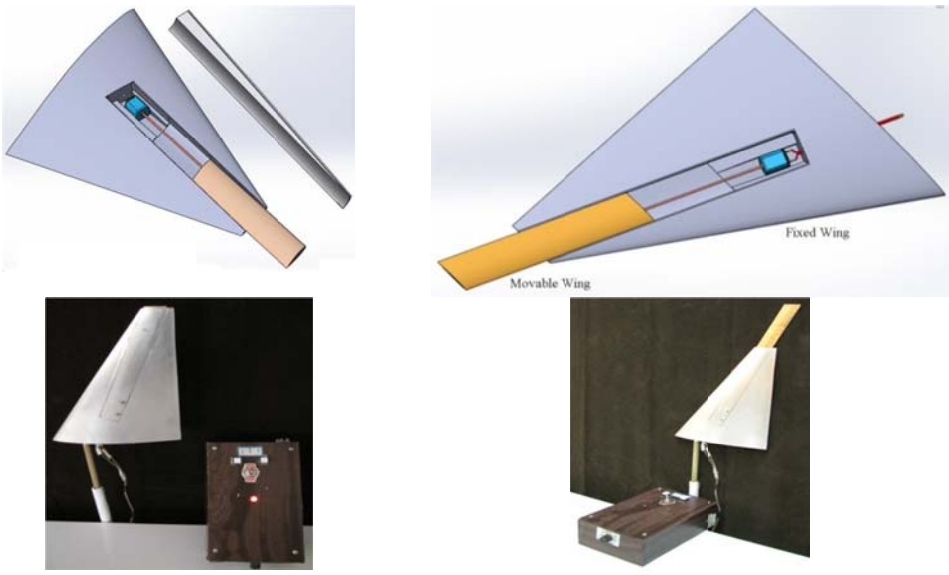
فرآیند آزمایش

برای آن‌که به نتایج دقیقی در آزمایش‌ها دست یابیم، ابتدا سیستم بالانس و شرایط جریان در تونل باد کالیبره شده است. آزمایش‌های تجربی در سرعت‌های ٣٥، ٦٠ و ٨٠ متر بر ثانیه که متناسب با اعداد رینولدز در محدودهٔ 250×10^3 تا 620×10^3 می‌باشد، انجام‌گرفته است. آزمایش‌ها برای هر سه هندسهٔ مختلف مدل بال (بال پایه، بال شکل‌پذیر با ٥٠ درصد طول قسمت متغیر (٥ سانتی‌متر) و بال شکل‌پذیر با

۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر (۱۰ سانتی‌متر)) در زوایای حمله ٤- تا ۲۰ درجه انجام شده است. آزمایش‌های انجام‌شده در راستای بررسی عملکرد مکانیزم بال متحرک در سرعت‌ها و زوایای مختلف و هم‌چنین اندازه‌گیری نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی می‌باشد.

جدول ۱ مشخصات ابعادی مدل بال

ردیف	قسمت	مواد	ابعاد (میلی‌متر)		
۱	بال ثابت	آلومینیوم	ریشه	نوک	طول بال
			۲۰۰	٤۰	۲۵۰
۲	دریچهٔ روی بال	آلومینیوم	طول	عرض	
			۱۵۰	۳۲	
۳	بال متحرک	برنز	ریشه	نوک	طول بال
			۳۰	۳۰	۱۵۰
٤	موتور الکتریکی با محور (DC)		طول	عرض	ارتفاع
			۲٦/٥	۱٥/٤	۱۲



شکل ۳ نماهایی از مدل بال همراه با مکانیزم افزایش طول بال (موتور الکتریکی و منبع تغذیه)



$$b = 0.25 + 0.0928 = 0.3428\ \text{m}$$

$$s = 0.03 + 0.00278 = 0.03278\ \text{m}^2$$

$$AR = \frac{b^2}{s} = 3.589$$

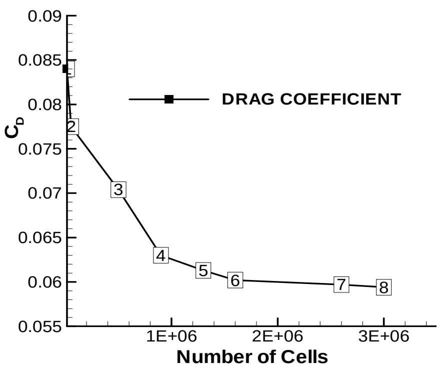
شکل ٤ دید از بالای نیم مدل بال شکل‌پذیر با ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر

مقایسهٔ داده‌های تجربی با نتایج شبیه‌سازی عددی

برای ایجاد دید فیزیکی و بررسی دقیق‌تر، داده‌های تجربی حاصل از تست تونل باد با نتایج عددی حاصل از نرم‌افزار فلوئنت برای تغییرات ضرایب برآ و راندمان آیرودینامیکی برحسب زاویهٔ حمله با هم مقایسه شده‌اند. با توجه به زیاد بودن تعداد نمودارها، محوریت مقایسهٔ نتایج برای ضرایب را روی سرعت ۶۰ متر بر ثانیه قرار می‌دهیم. البته روند تغییر ضرایب آیرودینامیکی برای سرعت‌های ۳۵ و ۸۰ متر بر ثانیه مشابه روند ارائه‌شده برای سرعت ۶۰ متر بر ثانیه می‌باشد.

به‌منظور تحلیل عددی جریان حول مدل، از نرم‌افزار تجاری فلوئنت (نسخهٔ ۱۵) استفاده گردید. در این بخش، از مدل‌سازی سه‌بعدی و پایا استفاده شد. به‌منظور تولید شبکهٔ محاسباتی برای حل عددی از امکانات مدل‌ساز گمبیت نسخهٔ ۲.٤.٦ استفاده گردید. شرایط مرزی برای جریان غیرقابل تراکم، در ورودی بر پایهٔ «سرعت ورودی» یا همان سرعت تونل باد و در خروجی بر پایهٔ فشار (به‌صورت ثابت ۸۵۵۰۰ پاسکال) می‌باشد. برای مدل‌سازی آمحورگی از مدل اسپارات–آلماراس (Sparat-Allmaras) و مدل تنش رینولدز (Renolds Stress Model) استفاده شده است. به‌منظور حل معادلات جریان و فشار از الگوریتم سیمپل‌سی (Simplec) و برای تمامی مشتقات موجود از تقریب مرتبهٔ دوم استفاده شده است.

برای اطمینان از مناسب بودن شبکه و همین‌طور عدم وابستگی حل و جواب‌های ارائه شده به شبکهٔ تولیدی، پیش از انجام تحلیل‌های عددی، فرآیند استقلال حل از شبکه انجام گرفته است. تغییرات ضریب پسا برحسب زاویهٔ حمله به‌عنوان پارامتر معیار برای مقایسهٔ نتایج به‌دست آمده از شبکه‌ها مورد مطالعه قرارگرفته است. باتوجه به نتایج ارائه‌شده در شکل (۵) و تغییرات بسیار ناچیز ضریب پسا بین نقاط (۷) و (۸) برای انجام تحلیل‌ها از شبکه مربوط به نقطه (۷)، با تعداد ۲٦۰۰۰۰۰ سلول استفاده شده است.



شکل ۵ بررسی استقلال از شبکهٔ ضریب پسا

از روابط تحلیلی نیز برای محاسبهٔ ضریب برآ استفاده شده است. شیب منحنی برآی بال را می‌توان با استفاده از معادلهٔ تجربی زیر که توسط کاچمن (Kuchemann) [24] ارائه شده است (جریان تراکم ناپذیر، بال پس‌گرائیده) محاسبه نمود:

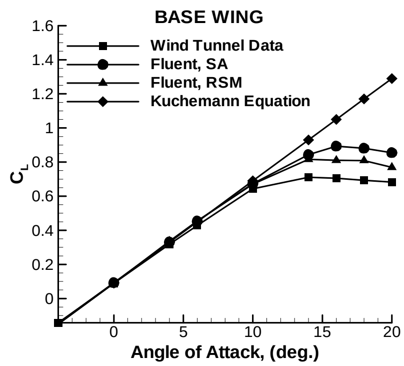
$$a = \frac{a_o(\cos\Lambda)}{\frac{a_o(cos\Lambda)}{\Pi\, AR} + \sqrt{1 + (\frac{a_o(cos\Lambda)}{\Pi\, AR})^2}} \qquad (۱)$$

بعد از محاسبهٔ شیب منحنی برآی بال از معادلهٔ (۱) مقدار ضریب برآی بال با استفاده از معادله (۲) به‌دست می‌آید [25]:

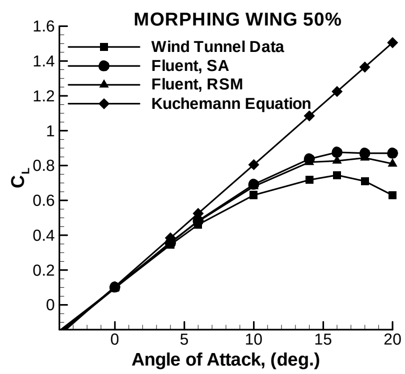
$$C_L = a(\alpha - \propto_{L=0}) \qquad (۲)$$

در شکل‌های (٦ تا ۸) تغییرات ضریب برآ برحسب زاویهٔ حمله برای بال پایه و بال شکل‌پذیر با ۵۰ و ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر نشان داده شده است. نمودارها براساس نتایج حاصل از داده‌های تونل باد، نرم‌افزار فلوئنت (مدل اسپارات–آلماراس SA)، نرم‌افزار فلوئنت (مدل تنش رینولدز RSM) و معادلهٔ کاچمن رسم شده‌اند.

نتایج حاصل از نرم‌افزار فلوئنت برای هر دو مدل (SA و RSM) در ناحیهٔ خطی تغییرات زاویهٔ حمله (محدودهٔ مورد نظر برای بررسی شرایط عملیاتی پهپاد در فاز گشت‌زنی) دارای تطابق خوبی با داده‌های تجربی می‌باشند. با نزدیک شدن به مرحلهٔ واماندگی و در زوایای حملهٔ بالا، به‌خاطر مسائلی هم‌چون جدایی جریان، نتایج فلوئنت نسبت به داده‌های تجربی دارای اختلاف بیشتری است. البته در این محدوده، نتایج حاصل از مدل تنش رینولدز نسبت به مدل اسپارات-آلماراس دارای اختلاف کمتری نسبت به داده‌های تونل باد می‌باشد.

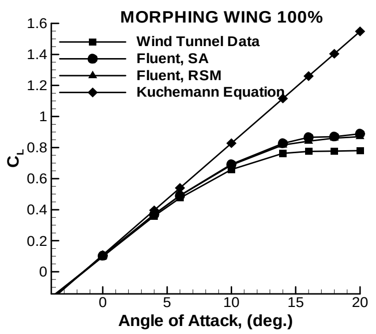


شکل ٦ تغییرات ضریب برآ با زاویهٔ حمله برای بال پایه



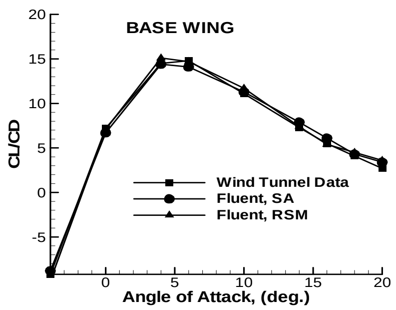
شکل ۷ تغییرات ضریب برآ با زاویهٔ حمله برای بال شکل‌پذیر با ۵۰ درصد طول قسمت متغیر

نتایج معادلهٔ کاچمن نیز در ناحیه خطی دارای اختلاف کمی با داده‌های تونل باد و روش فلوئنت است، اما با افزایش زاویهٔ حمله اختلاف بین نتایج نیز افزایش یافته است.

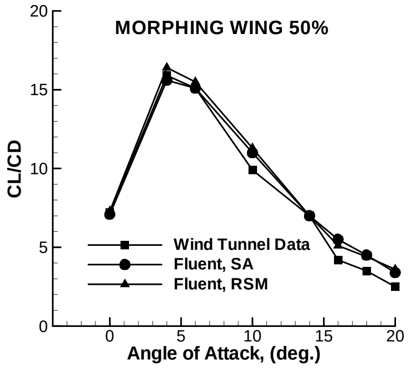


شکل ۸ تغییر ضریب برآ با زاویهٔ حمله برای بال شکل‌پذیر با ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر

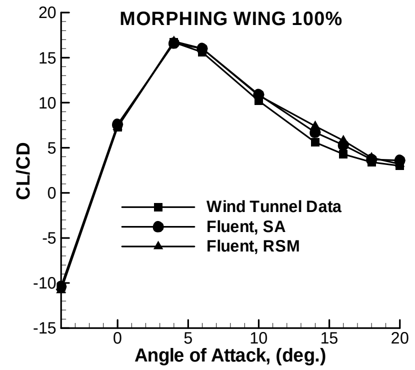
در شکل‌های (۱۱-۹) تغییرات راندمان آیرودینامیکی در زوایای حملهٔ مختلف نشان داده‌شده است. نمودارها براساس نتایج حاصل از داده‌های تونل باد و نرم‌افزار فلوئنت (مدل اسپارات-آلماراس و مدل تنش رینولدز) رسم شده است. طبق نمودارها بهترین عملکرد آیرودینامیکی در زاویهٔ حملهٔ ٤ درجه محقق شده است. اگر پرنده در این زاویهٔ حمله پرواز کند دارای حداکثر مداومت و برد پرواز خواهد بود. در این زاویه، پرنده به حداقل نیروی رانش نیز نیاز خواهد داشت. با توجه به آن‌که حداکثر زمان پرواز پرنده در فاز گشت‌زنی طی می‌شود، لذا توصیه می‌شود پرنده در جهت دست‌یابی به عمکرد پروازی بهینه در زاویهٔ حملهٔ ٤ درجه پرواز کند.



شکل ۹ تغییر ضریب برآ به پسا با زاویهٔ حمله برای بال پایه



شکل ۱۰ تغییر ضریب برآ به پسا با زاویهٔ حمله برای بال شکل‌پذیر با ۵۰ درصد طول قسمت متغیر



شکل ۱۱ تغییر ضریب برآ به پسا با زاویهٔ حمله برای بال شکل‌پذیر با ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر

تحلیل نتایج تجربی

در تحلیل نتایج تجربی به سه بخش اصلی زیر که متناسب با هدف تحقیق حاضر نیز می‌باشد، پرداخته می‌شود:

۱- بررسی تأثیر اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر روی ضرایب آیرودینامیکی.

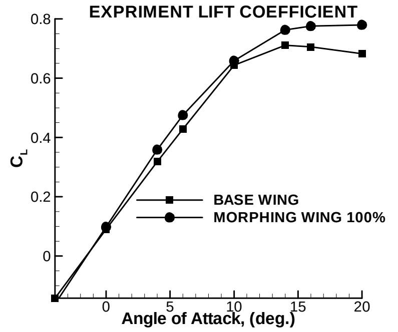
۲- مزایای استفاده از طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر جهت افزایش برد و مداومت پروازی پهپاد.

۳-کنترل غلت پهپاد با استفاده از اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر.

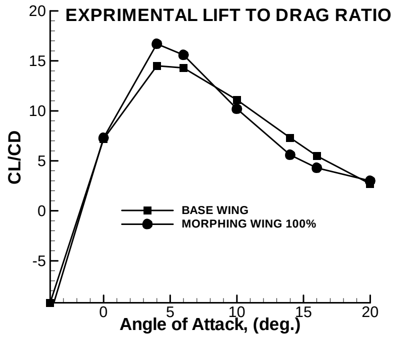
بررسی تأثیر اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر روی ضرایب آیرودینامیکی. با توجه به آن‌که هدف اصلی از این تحقیق، افزایش مداومت و برد پروازی پهپاد بدون تغییر پیکربندی آن است، لذا نیروهای آیرودینامیکی مربوط که شامل نیروهای برآ (ضریب برآ) و نیروی پسا (ضریب پسا) است، در نظر گرفته می‌شوند. از طرفی دیگر محدودهٔ عملیاتی پهپاد موردنظر از لحاظ بال شکل‌پذیر در زوایای حمله بین ۲- تا ۸ درجه است، پس در بررسی‌ها محدودهٔ زوایای حمله در بازهٔ ٤- تا ۱۰ درجه مدنظر قرار می‌گیرد تا شرایط عملیاتی پرنده را پوشش دهد.

نتایج به‌دست‌آمده از تونل باد برای تغییرات ضریب برآ برحسب زاویهٔ حمله، برای بال پایه و بال شکل‌پذیر در شکل (۱۲) نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در محدودهٔ زاویهٔ حملهٔ ذکرشده، جریان اطراف بال شامل نواحی متصل به جسم (Attached)، واماندگی سبک (Light Stall) و واماندگی عمیق (Deep Stall) است. بر این اساس، منحنی برآ در زوایای حملهٔ پایین به‌صورت خطی تغییر می‌کند و سپس وارد مرحلهٔ غیرخطی می‌شود. تا قبل از زاویهٔ حمله واماندگی، با افزایش زاویهٔ حمله، نیروی برآ نیز افزایش می‌یابد. واماندگی باعث کاهش نیروی برآ می‌شود. دلیل این مسئله این است که با افزایش زاویهٔ حمله تطبیق جریان روی سطح بالایی مشکل‌تر می‌گردد و از زاویه حملهٔ معینی جریان هوا از لبهٔ فرار شروع به جدایش می‌کند. با افزایش بیشتر زاویهٔ حملهٔ این ناحیه جدایی به جلوی بال حرکت می‌کند و در حد معینی تمام سطح را فرا می‌گیرد.

طبق نمودار، ضریب برآی بال شکل‌پذیر دارای افزایش نسبتاً کم نسبت به بال پایه می‌باشد. این افزایش کم به خاطر کوچک بودن سطح بال اضافه‌شده به بال در طرح شکل‌پذیر نسبت به بال پایه است. قاعدتاً هر چه میزان سطح اضافه‌شده افزایش یابد به همان نسبت ضریب برآ نیز افزایش بیشتری خواهد داشت.



شکل ۱۲ نتایج تجربی تغییر ضریب برآ با زاویهٔ حمله

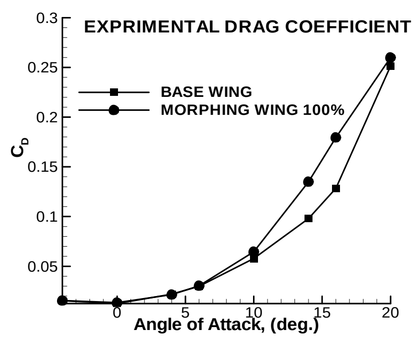


شکل ۱٤ نتایج تجربی تغییر راندمان آیرودینامیکی با زاویهٔ حمله

نتایج تجربی (تونل باد) تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویهٔ حمله برای بال پایه و بال شکل‌پذیر در شکل (۱۳) نشان داده‌شده است. ضریب پسای بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه در ناحیه خطی زاویهٔ حمله دارای کاهش و بعد دارای افزایش می‌باشد. کاهش ضریب پسا به‌خاطر کاهش پسای القایی (Induced Drag) طبق رابطهٔ زیر می‌باشد [26].

$$CD_i = \frac{C_L^2}{\pi \, AR \, e} \qquad (۳)$$

افزایش ضریب پسای بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه به‌علت نوع هندسهٔ انتخابی در طرح شکل‌پذیر است. با توجه به آن‌که هدف بررسی شرایط عملیاتی پرنده در محدودهٔ خطی تغییرات زاویهٔ حمله است، این افزایش در نظر گرفته نشده است. اگر قرار بود ناحیهٔ زوایای حملهٔ بالا نیز مد نظر قرار گیرد حتماً در طرح شکل‌پذیر باید تغییراتی ایجاد می‌شد.



شکل ۱۳ نتایج تجربی تغییر ضریب پسا با زاویهٔ حمله

در شکل (۱٤) نتایج حاصل از تونل باد برای تغییرات راندمان آیرودینامیکی در زوایای حملهٔ مختلف برای بال پایه و بال شکل‌پذیر نشان داده‌شده است. همان‌طوری که مشاهده می‌شود حداکثر راندمان آیرودینامیکی برای بال پایه و بال‌های شکل‌پذیر در زاویه حدود ٤ درجه رخ می‌دهد. زاویه‌ای که پرنده در آن حداقل رانش موردنیاز و حداکثر مداومت و برد پرواز را تجربه خواهد نمود. افزایش راندمان آیرودینامیکی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه در محدودهٔ عملیاتی پرنده (ناحیهٔ خطی) کاملاً مشهود می‌باشد. تغییر معکوس تغییرات راندمان آیرودینامیکی بعد از ناحیهٔ خطی، به خاطر نوع هندسهٔ انتخابی برای طرح شکل‌پذیر و افزایش بیشتر ضریب پسا نسبت به ضریب برآ می‌باشد.

مزایای استفاده از طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر در جهت افزایش برد پرواز و مداومت پرواز پهپاد. در این بخش سعی بر آن است تا میزان تأثیر اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر نسبت به بال پایه در پارامترهای عملکرد پرنده (برد و مداومت پروازی) مشخص شود. رابطهٔ ریاضی برای محاسبهٔ مداومت، برد و حداقل رانش موردنیاز به‌صورت معادلات (٦-٤) می‌باشد [26]:

$$E = \frac{1}{c_t}\frac{C_L}{C_D}\ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right) \qquad (٤)$$

$$R = \frac{2}{c_t}\left(\frac{2}{\rho_\infty S}\right)^{0.5}\frac{C_L^{0.5}}{C_D}\left(W_O^{0.5} - W_1^{0.5}\right) \quad (۵)$$

$$(T_R)_{min} = \frac{W_O}{(\frac{C_L}{C_D})_{max}} \quad (٦)$$

حداکثر مداومت پرواز برای هواپیمای جت هنگامی به‌دست می‌آید که هواپیما با حداقل نیروی رانش موردنیاز پرواز کند. نقطهٔ متناسب با حداقل نیروی رانش موردنیاز، برابر با حداکثر نسبت ضریب برآ به پسا می‌باشد (رابطهٔ ٦). بنابراین، حداکثر مداومت پرواز برای هواپیمای جت هنگامی حاصل می‌شود که هواپیما با سرعتی معادل با حداکثر نسبت ضریب برآ به پسا پرواز کند. در فرمول (٤) نیز این مسئله به‌صورت واضح قابل‌مشاهده است. حداکثر مقدار نسبت ضریب برآ به پسا برابر است با [26]:

$$(\frac{C_L}{C_D})_{max} = (\frac{\pi\, e\, AR\, C_{D0}}{2C_{D0}})^{0.5} \quad (۷)$$

طبق فرمول (۵) به‌منظور دست‌یابی به حداکثر برد پرواز، با توجه به ثابت بودن پیش‌رانه و وزن سوخت پرنده، حصول حداکثر مقدار $(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{max}$ مدنظر می‌باشد. حداکثر مقدار $(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{max}$ برابر است با [26]:

$$(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{max} = \frac{(\frac{1}{3}\pi\, e\, AR\, C_{D,o})^{\frac{1}{4}}}{\frac{4}{3}C_{D,o}} \quad (۸)$$

طبق روابط (۸ و ۷) حداکثر مقدار $(\frac{C_L}{C_D})_{max}$ و $(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{max}$ به $AR, e, C_{D,0}$ بستگی دارد که جزء پارامترهای ایرودینامیکی هواپیما می‌باشد. با توجه به تأثیر افزایش طول بال در مقدار AR، تأثیر این پارامتر در افزایش مداومت و برد پرواز به‌خوبی مشخص می‌باشد.

برای آن‌که میزان تأثیر اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنه متغیر نسبت به بال پایه در این تحقیق تعیین شود، ابتدا مشخصات مربوط به بال برای حالات مختلف شکل‌پذیری در جدول (۲) ارائه شده است.

در تحقیق حاضر میزان افزایش وزن حاصل از تغییر طول دهنهٔ بال نسبت به وزن کل قابل‌چشم‌پوشی است. بنابراین تغییرات حداکثر مداومت پروازی فقط با حداکثر مقدار برآ به پسا سنجیده می‌شود. با این فرض، میزان تغییر مداومت پروازی پرنده به‌صورت جدول (۳) خواهد بود.

با فرضی مشابه، تعیین تغییرات حداکثر برد پروازی نیز با حداکثر مقدار $(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{max}$ و میزان تغییرات مساحت بال سنجیده می‌شود. با این فرض، میزان تغییر برد پروازی پرنده به‌صورت جدول (٤) می‌باشد.

طبق نتایج آورده شده در جداول (٤ و ۳) حداکثر تغییرات مداومت و برد پروازی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه به‌ترتیب ۱۷ و ۵ درصد خواهد بود.

جدول ۲ مشخصات هندسی بال در حالات مختلف شکل‌پذیری

شکل بال	طول(متر)	مساحت (مترمربع)	نسبت منظری	درصد تغییرات طول بال به بال پایه	درصد تغییرات مساحت بال به بال پایه	درصد تغییرات نسبت منظری بال به بال پایه
بال پایه	۰/۲۵	۰/۰۳	۲/۰۸۳	–	–	–
بال با افزایش طول۵۰ درصدی	۰/۲۹٦	۰/۰۳۱۳۹	۲/۷۹۸	۱۹	۵	۳٤
بال با افزایش طول۱۰۰ درصدی	۰/۳٤۳	۰/۰۳۲۷	۳/۵۸۹	۳۸	۱۰	۷٤

جدول ۳ درصد تغییرات مداومت پرواز با استفاده از نتایج تجربی (تست تونل باد)

	V (m/s)		
	۳۵	٦۰	۸۰
درصد افزایش مداومت پروازی پرنده با افزایش طول ۵۰ درصدی بال نسبت به بال پایه	–	۹	۱۰
درصد افزایش مداومت پروازی با افزایش طول ۱۰۰ درصدی بال نسبت به بال پایه	۱۱	۱۵	۱۷

جدول ٤ درصد تغییرات برد پرواز با استفاده از نتایج تجربی (تست تونل باد)

	V (m/s)		
	۳۵	٦۰	۸۰
درصد افزایش برد پرواز پرنده با افزایش طول ۵۰ درصدی بال نسبت به بال پایه	–	۳	٤
درصد افزایش برد پروازی پرنده با افزایش طول ۱۰۰ درصدی بال نسبت به بال پایه	۳	٤	۵

جدول ۵ مقادیر محاسباتی گشتاور غلتشی

δ_a(degree)		۳	۵	۸	۱۰	۱۳	۱۵
V (m/s)	35	0.074	0.123	0.196	0.245	0.319	0.368
	60	0.216	0.360	0.576	0.720	0.936	1.080
	80	0.384	0.640	1.024	1.280	1.664	1.920

جدول ٦ نتایج تجربی گشتاور غلت برای افزایش طول ۱۰۰ درصد

AOA (degree)	V (m/s)		
	35	60	80
4	.236	.742	1.341
6	0.312	0.949	1.673

کنترل غلت پهپاد با استفاده از اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر. به‌منظور دست‌یابی به گشتاور غلت (Rolling Moment) می‌توان از سطوح کنترل نصب‌شده روی بال که شهپر (Aileron) نام دارد، استفاده نمود. این روش به‌عنوان یک روش سنتی و معمول می‌باشد. روش دیگر برای ایجاد گشتاور غلت استفاده از شکل‌پذیری بال با طول دهنه متغیر می‌باشد. در این روش می‌توان بال را به دو قسمت سمت چپ و راست (نسبت به خط مرکزی عبوری از محور طولی پهپاد) تقسیم نمود و به‌منظور دست‌یابی به غلت راست یا چپ، افزایش طولی روی بال در سمت چپ یا راست ایجاد نمود. برای محاسبهٔ گشتاور غلت به‌صورت تئوری (محاسباتی) از رابطهٔ زیر استفاده می‌شود [27]:

$$RM = \rho_\infty * (V^2) * \tau * a_0 * S_a * \delta_a \qquad (۹)$$

با استفاده از رابطهٔ (۹) مقدار محاسباتی گشتاور غلت مطابق جدول (۵) می‌باشد. براساس داده‌های تونل باد، مقادیر تجربی گشتاور غلت برای افزایش طول بال به‌اندازهٔ ۱۰۰ درصد، در جدول (٦) آورده شده است.

طبق نتایج جدول‌های (٦ و ۵) میزان گشتاور غلتشی تجربی ایجادشده برای افزایش طول ۱۰۰ در صد در زاویهٔ حملهٔ ٦ درجه و سرعت ٦۰ متر بر ثانیه، با میزان گشتاور غلتشی شهپر (در دو طرف بال) در زاویهٔ انحراف ۱۳ درجه تقریباً مساوی است. یعنی در مقایسه با کنترل غلت معمولی، استفاده از روش طول

متغیر قدرت کنترل غلت را افزایش می‌دهد و می‌تواند وزن حاصل از اجرای نصب شهپر و مکانیزم‌های عملگر مربوط به آن را کاملاً حذف نماید. درنتیجه اگر به‌جای شهپر از طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر استفاده شود اضافه وزن حاصل از نصب شهپر به‌همراه مکانیزم‌های آن را می‌توان با اضافه وزن حاصل از طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنه متغیر جبران نمود.

درنهایت از بخش (٦) این نتیجه حاصل می‌شود که افزایش طول بال نتیجه‌اش افزایش مساحت، نسبت منظری، راندمان آیرودینامیکی، برد و مداومت پروازی، وزن و پیچیدگی سیستم کنترل است و در مقابل باعث کاهش نیروی رانش موردنیاز پرنده می‌شود.

نتیجه‌گیری

هدف از این پژوهش، بررسی تجربی حاصل از اجرای طرح شکل‌پذیر روی بال یک پهپاد برای توسعهٔ عملکرد پروازی آن می‌باشد. برای اجرای این طرح، یک بال شکل‌پذیر به‌همراه مکانیزم‌های مربوط به آن طراحی، ساخته و تست شده است. آزمایش‌های تجربی در یک تونل باد سرعت‌پایین با سرعت‌های ۳۵، ٦۰ و ۸۰ متر بر ثانیه در محدودهٔ عدد رینولدز بین 250×10^3 تا 620×10^3 انجام‌گرفته است. برای اجرای طرح شکل‌پذیر، حداکثر تغییر طول بال نسبت به بال پایه ۳۸ درصد و میزان تغییر ضریب منظری نیز ۷٤ درصد بوده است. برای تحلیل عددی جریان حول مدل بال از نرم‌افزار تجاری فلوئنت موجود استفاده شده است.

نتایج تجربی حاصل از تست تونل باد در تحقیق حاضر به‌صورت موارد ذیل خلاصه می‌شوند:

۱- طبق نتایج مداومت و برد پروازی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه به‌ترتیب ۱۷ و ۵ درصد افزایش داشته است.

۲- نتایج تست تونل باد نشان می‌دهد که بیشترین راندمان آیرودینامیکی مدل بال در زاویهٔ حملهٔ ٤ درجه و حداکثر مقدار آن ١٤/٨ برای بال پایه، ١٦/٣ برای بال شکل‌پذیر ۵۰ درصد و ١٧/٤ برای بال شکل‌پذیر ۱۰۰ درصد می‌باشد.

۳- در زاویای حملهٔ بالا (ناحیهٔ غیر خطی)، ضریب پسای بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه افزایش یافته است. این افزایش به‌علت نوع هندسهٔ انتخابی در طرح شکل‌پذیر است. با توجه به آن‌که هدف بررسی شرایط عملیاتی پرنده در محدودهٔ خطی تغییرات زاویهٔ حمله است، این افزایش در نظر گرفته نشده است. اگر قرار بود ناحیهٔ زوایای حملهٔ بالا نیز مد نظر قرار گیرد در طرح شکل‌پذیر باید تغییراتی ایجاد شود.

٤- طبق نتایج، گشتاور غلتشی بال شکل‌پذیر در سرعت ٦۰ متر بر ثانیه با گشتاور غلتشی ایجادشده توسط شهپر نصب‌شده در دو طرف بال با زاویهٔ انحراف ۱۳ درجه تقریباً مساوی است.

۵- اگر به‌جای سطوح کنترل شهپر از طرح شکل‌پذیر بال برای کنترل غلت استفاده شود، می‌توان افزایش حاصل از اجرای طرح شکل‌پذیر را با افزایش وزن سطوح شهپر جایگزین نمود.

٦- درنهایت افزایش طول بال نتیجه‌اش افزایش مساحت، نسبت منظری، نیروی برآ، راندمان آیرودینامیکی، برد و مداومت پروازی، وزن وپیچیدگی سیستم کنترل است و در مقابل باعث کاهش نیروی رانش موردنیاز و پسای القایی پرنده می‌شود.

فهرست علائم

a	شیب منحنی برآی بال
a_0	شیب منحنی برآی مقطع بال
AR	نسبت منظری بال
AOA	زاویهٔ حمله
b	طول بال

c	طول وتر بال
C_L	ضریب برآ (لیفت) بال
C_D	ضریب پسا (درگ) بال
$\frac{C_L}{C_D}$	راندمان آیرودینامیکی
C_{D0}	ضریب پسا در زاویهٔ حملهٔ صفر
C_{Di}	ضریب پسای القایی
C_t	مصرف مخصوص سوخت
C_a	وتر شهپر
E	مداومت پرواز
e	ضریب راندمان بال
R	برد پرواز
Re	عدد رینولدز
RM	گشتاور غلتشی
S	مساحت بال
S_a	مساحت شهپر
V	سرعت
علائم یونانی	
α	زاویهٔ حمله
$\alpha_{L=0}$	زاویهٔ حمله برآی صفر
δ_a	زاویهٔ انحراف شهپر
ρ_∞	دانسیته
Λ	زاویهٔ پسگرایی بال
τ	ضریب تأثیر شهپر

مراجع

1. Galantai, V.P., "Design and Analysis of Morphing Wing for Unmanned Aerial Vehicles", phD Thesis,Department of Mechanical and Engineering,University of Toronto,(2010).
2. Joshi, S.P., Tidwell, Z., Crossley, W.A. and Ramakrishnan, S., "Comparison of Morphing Wing Strategies Based Upon Aircraft Performance Impacts", *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, Palm Springs, California, April 19-22, (2004).
3. SH, M.A. and Kumar, C.A., "A Review of Unmanned Aerial Vehicle and their Morphing Concepts Evolution and Implications for the Present Day Technology", International Journal of Mechanical Engineering and Technology (IJMET), Vol. 4, No. 4, pp. 348-356, July - August (2013.(
4. Weisshaar, T.A., "Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design", Purdue Univ Lafayette In, (2006).
5. AeroVisions Inc., http://www.canosoarus.com., Accessed 22 May (2011).
6. Arrison, L., Birocco, K., Gaylord, C., Herndon, B., Manion, K. and Metheny, M., "2002-2003 AE/ME Morphing Wing Design", Spring Semester Final Report, Virginia Tech Aerospace Engineering Senior Design Project, (2003).
7. Neal, D.A., Good, M.G., Johnston, C.O., Robertshaw, H.H., Mason, W.H. and Inman, D.J., "Desing and Wind-Tunnel Analysis of a Fully Adaptive Aircraft Configuration", *In: 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Palm Springs, April 19-22, (2004).
8. Bae, J.S., Seigler, T.M. and Inman, D.J., "Aerodynamic and Static Aeroelastic Characteristics of a Variable-Span Morphing Wing", *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 2, pp. 528-534, (2005).
9. Han, C., Lee, S. and Ruy, K., "Experimental Study of a Telescopic Wing Inside Channel", Engineering Notes, *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 3, pp. 1029-1030, (2007).
10. Gamboa, P., Aleixo, P., Vale, J., Lau, F. and Suleman, A., "Design and Testing of a Morphing Wing for an Experimental UAV", University of Beria Interior Covilha (Portugal), Nov. (2007).

11. do Vale, J.L., Leite, A., Lau, F. and Suleman, A., "Aero-Structural Optimization and Performance Evaluation of a Morphing Wing with Variable Span and Camber", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, 10: pp. 1057-1073., July(2011).
12. Ajaj, R.M., Saavedra Flores , E.I., Friswell, M.I., Allegri, G., Woods, B.K.S., Isikveren, A.T. and Dettmer, W.G., "The Zigzag wingbox for a span morphing wing", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 28, No. 1, pp. 364-375, (2013).
13. Beaverstock, C.S., Ajaj, R.M., Friswell, M.I., De Breuker, R. and Werter, N.P.M., "Optimizing Mission Performance for a Morphing MAV", *Ankara International Aerospace Conference*, METU, Ankara Turkey, 11-13 September (2013).
14. Zi-Wu, G. and Yong-Liang, Y., "Study on Aerodynamics and Mechanisms of Elementary Morphing Models for Flapping Wing in Bat Forward Flight", Journal of Arshiv preprint, Arshiv:1403.6824,Journal of Physics and Fluid Dynamics,27 May (2014) .
15. Gopalarathnam, A., Ramasubramanian, M.K. and Wu, F., "Innovative Revolutionary Airspace Designs Advanced Aircraft Wing Concept with Micro- and Macro-Morphing Capability", Department of Mechanical and Aerospace Engineering, North Carolina State University Students supported: Jeffrey Jepson and Qifu Li, 16 May (2003).
16. Li, M., Chen, W.M., Guan, D. and Li, W., "Experimental Validation of Improving Aircraft Rolling Power Using Piezoelectric Actuators", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 18, No. 2, May (2005).
17. Stanford, B., Ifju, P., Albertani, R. and Shyy, W., "Fixed membrane wings for micro air vehicles: Experimental characterization, numerical modeling, and tailoring", *Progress in Aerospace Sciences* , Vol. 44, No. 4, pp. 258–294, (2008).
18. Bagassi, S., Francia, D. and Persiani, F., "Preliminary Study of a New UAV Concept: The Variable Geometry Vehicle", *27th International Congress of the Aeronautical Sciences*,Nice France,19-24 September (2010).
19. Circiu, I. and Prisacariu, V., "Command and Control of the Flying Wing in the Morphing Concept", *Review of the Air Force Academy*, Vol. 11, No. 1(23), (2013).
20. Probst, T.A., David, B. and Kochersberger, K., "Design and Flight Test of a Morphing UAV Flight Control System", *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Grapevine (Dallas/ft. Worth region),Texas,7-10 January (2013).
21. Tropea, C., yarin, A.L. and Foss, J.F., "Springer handbook of experimental fluid mechanics", Vol. 1, pp. 1047-1060, (2007).
22. Utsunomiya, H., Nagao, F., Ueno, Y. and Noda, M., "Basic study of blockage effects on bluff bodies", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 49, No. 1, pp. 247-256, (1993).
23. Turki, S., Abbassi, H. and Nasrallah, S.B.," Effect of the blockage ratio on the flow in a channel with a built-in square cylinder", *Computational Mechanics*, Vol. 33, No. 1, pp. 22-29, (2003).
24. Kuchemann, D., "The Aerodynamic Design of Aircraft", *Progress in aeronautical sciences*, Pergamon, London, (1978).
25. Sadraey, M., "*Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*", John Wiley & Sons, Vol. 71, (2012).
26. Anderson, J.D., "*Aircraft Performance and Design*", McGraw-Hill, New York, pp. 199-314, (1999).
27. Henry, G.G.,"Roll Control for UAVs by Use of a Variable Span Morphing Wing", Thesis Master of Science, University of Maryland, pp. 24-30, (2005).